

Приборы и методы измерений
2019. – Т. 10, № 4. – С. 331–340
А.А. Спиридонов и др.

Devices and Methods of Measurements
2019, vol. 10, no. 4, pp. 331–340
A.A. Spiridonov et al.

УДК 681.32

Моделирование работы навигационного приёмника для сверхмалого космического аппарата

А.А. Спиридонов, Д.В. Ушаков, В.А. Саечников

Белорусский государственный университет,
ул. Курчатова, 5, г. Минск 220045, Беларусь

Поступила 08.07.2019

Принята к печати 24.09.2019

В настоящее время к сверхмалым космическим аппаратам предъявляются жёсткие требования в части точности определения положения спутника на орбите, при этом на спутник накладываются ограничения по массе, габаритам и потребляемой мощности. Целью данной работы являлось моделирование работы навигационного приёмника сверхмалого космического аппарата с ограничениями по энергопотреблению и вычислительным ресурсам.

Рассмотрены условия эксплуатации и определены требования к бортовому навигационному приёмнику сверхмалого космического аппарата. Описана работа на начальной стадии эксплуатации навигационного приёмника, тестирование работоспособности, детектирование ошибок, анализ достоверности решения задачи навигационно-временного определения.

Разработана структура задач проектной баллистики по прогнозированию орбит сверхмалого космического аппарата и навигационных спутников, интервалов радиовидимости для систем ГЛОНАСС и GPS, а также параметров навигационных сигналов.

Для предполагаемой орбиты спутника *CubeBel-1* проведено численное моделирование орбитального движения относительно спутников систем GPS и ГЛОНАСС. Рассчитана динамика доплеровского сдвига частоты сигналов спутника GPS в приёмнике без ограничений по относительной скорости движения за одни сутки. Для спутников систем GPS и ГЛОНАСС рассчитаны интервалы радиовидимости и определены оптимальные условия для холодного старта навигационного приёмника с ограничением по относительной скорости ($V_{\text{отн}} < 500$ м/с) за 1 ч работы как при отдельной, так и при совместной работе по обеим системам.

Для отработки методов верификации экспериментальных данных спутника *CubeBel-1* исследована работа навигационного приёмника спутника *Nsight* по данным принимаемой телеметрии от начала его полёта до момента выхода в стабильный режим работы. Показано, что данные телеметрии навигационного приёмника на этапе тестирования имели существенную ошибку. После программной корректировки навигационный приёмник работал стабильно в течении всей недели наблюдения, ошибка измерений долготы и широты не превышала $0,2^\circ$.

Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат, навигационный приёмник, проектная баллистика, орбитальное движение, интервалы радиовидимости.

DOI: 10.21122/2220-9506-2019-10-4-331-340

Адрес для переписки:

А.А. Спиридонов
Белорусский государственный университет,
ул. Курчатова, 5, г. Минск 220045, Беларусь
e-mail: sansan@tut.by

Address for correspondence:

A.A. Spiridonov
Belarusian State University,
Kurchatova str., 5, Minsk 220045, Belarus
e-mail: sansan@tut.by

Для цитирования:

А.А. Спиридонов, Д.В. Ушаков, В.А. Саечников.
Моделирование работы навигационного приёмника для сверхмалого космического аппарата.
Приборы и методы измерений.
2019. – Т. 10, № 4. – С. 331–340.
DOI: 10.21122/2220-9506-2019-10-4-331-340

For citation:

A.A. Spiridonov, D.V. Ushakov, V.A. Saechnikov.
[Simulation of Navigation Receiver for Ultra-Small Satellite].
Devices and Methods of Measurements.
2019, vol. 10, no. 4, pp. 331–340 (in Russian).
DOI: 10.21122/2220-9506-2019-10-4-331-340

Simulation of Navigation Receiver for Ultra-Small Satellite

A.A. Spiridonov, D.V. Ushakov, V.A. Saechnikov

Belarusian State University,
Kurchatova str., 5, Minsk 220045, Belarus

Received 08.07.2019

Accepted for publication 24.09.2019

Abstract

Currently, ultra-small satellite are subjects to stringent requirements in terms of the accuracy of determining the position of the satellite in orbit, while the satellite is the subject to restrictions on mass, size and power consumption. The aim of this work is to simulate of navigation receiver operation for the ultra-small satellite with restrictions on energy consumption and computational resources.

The operating conditions are considered and the requirements to the onboard navigation receiver for the ultra-small satellite are determined. The navigation receiver operation at the initial stage, performance testing, error detection, analysis of the reliability of the solution of the navigation-time determination problem are described.

The structure of the design ballistics problems for orbit prediction of ultra-small spacecraft and navigation satellites, radio visibility intervals for GLONASS and GPS systems, parameters of navigation signals have been developed.

The motion relative to the satellite systems GPS and GLONASS for a preliminary orbit of CubeBel-1 have been simulated. The Doppler dynamics of the GPS satellite signals in the receiver without restrictions on the relative speed for one day has been calculated. Radio visibility intervals for GPS and GLONASS satellites were calculated and optimal conditions for the cold start of the navigation receiver with a relative speed limit ($V_r < 500$ m/s) for 1 hour of operation both in separate and in joint operation on both systems were determined.

To test the verification methods of the experimental data of the CubeBel-1 satellite, the operation of the navigation receiver of the Nsight satellite was studied according to the received telemetry from the beginning of its flight until the moment it entered stable operation. It is shown that the telemetry data of the navigation receiver at the testing stage had a significant error. After software correction, the navigation receiver worked steadily throughout the week of observation, the error of longitude and latitude measurements did not exceed 0.2 degrees.

Keywords: ultra-small satellite, navigation receiver, project ballistics, orbital motion, radio visibility intervals.

DOI: 10.21122/2220-9506-2019-10-4-331-340

Адрес для переписки:

А.А. Спиридонов
Белорусский государственный университет,
ул. Курчатова, 5, г. Минск 220045, Беларусь
e-mail: sansan@tut.by

Для цитирования:

А.А. Спиридонов, Д.В. Ушаков, В.А. Сачников.
Моделирование работы навигационного приёмника
для сверхмалого космического аппарата.
Приборы и методы измерений.
2019. – Т. 10, № 4. – С. 331–340.
DOI: 10.21122/2220-9506-2019-10-4-331-340

Address for correspondence:

A.A. Spiridonov
Belarusian State University,
Kurchatova str., 5, Minsk 220045, Belarus
e-mail: sansan@tut.by

For citation:

A.A. Spiridonov, D.V. Ushakov, V.A. Saechnikov.
[Simulation of Navigation Receiver for Ultra-Small Satellite].
Devices and Methods of Measurements.
2019, vol. 10, no. 4, pp. 331–340 (in Russian).
DOI: 10.21122/2220-9506-2019-10-4-331-340

Введение

В настоящее время, в связи с повышением уровня сложности научных задач, к сверхмалым космическим аппаратам (массой не более 10 кг) предъявляются жёсткие требования в части точности определения положения спутника на орбите [1–3]. Для обработки данных научной аппаратуры, датчиков телеметрии, цифровых камер сверхмалых космических аппаратов (СМКА), необходима их точная навигационно-временная привязка [4–6]. Кроме того, для проведения большинства космических экспериментов нужно знать траекторию движения СМКА, точное время и место включения аппаратуры, изменения режима её работы, а также момент переориентации в пространстве осей чувствительности этой аппаратуры [7–8]. Навигационные приёмники также используются на борту СМКА для решения научных задач, например, радиозатменного зондирования ионосферы [9–10].

Большинство современных СМКА не имеют на борту навигационного приёмника из-за его дороговизны, ограничений по энергопотреблению и вычислительным ресурсам. Для прогнозирования и расчёта орбиты СМКА пользуются данными усреднённых орбитальных элементов в формате *TLE* (*two-line elements* – двухстрочный набор элементов) системы *NORAD* (*North American Aerospace Defense Command* – Командование воздушно-космической обороны Северной Америки). Расчёт по этим данным даёт точность определения координат около 1 км, которая уменьшается с увеличением разности между расчётным временем и временем эпохи *TLE* [11]. Кроме того, эти данные

в формате *TLE* можно использовать только с моделями системы *NORAD*. Если точность прогнозирования орбит СМКА по *TLE*-данным для задач слежения, проведения сеансов связи достаточна, то для задач привязки данных высокоточных измерений и проведения экспериментов в космосе её уже не хватает. Коммерческие навигационные приёмники, разработанные для наземных приложений, в орбитальных условиях могут иметь проблемы, связанные с программным обеспечением. Из-за экспортных ограничений США большинство гражданских *GPS*-приёмников не могут решать задачу навигационного определения при высоте выше 18 км над уровнем моря и скорости выше 500 м/с [3]. Эту проблему можно решить, настроив параметры прошивки программного обеспечения (ПО).

Поиск сигнала навигационного приёмника СМКА осуществляется по задержке и доплеровскому сдвигу частот. Если для наземных потребителей диапазон значений доплеровского сдвига частот составляет ± 5 кГц [8], то для низкоорбитальных космических аппаратов он имеет порядок ± 40 кГц [12]. Важным является задача предсказания диапазона этого параметра для каждого навигационного спутника в данной точке орбиты, это может существенным образом уменьшить время «холодного» старта навигационного приёмника СМКА, которое составляет порядка 90–120 с [13–14].

В таблице 1 приведены примеры одно- и двухчастотных бортовых навигационных приёмников, которые имеют успешную полётную историю [3, 4, 14], в таблице 2 приведены примеры использования бортовых навигационных приёмников для СМКА.

Таблица 1 / Table 1

Характеристики одно- и двухчастотных бортовых навигационных приёмников с успешной полётной историей

Characteristics of single- and dual-frequency onboard navigation receivers with a successful flight history

| Название Name | Каналы Channels | Средняя мощность (мВт) Average power (mW) | Масса (г) Mass (g) |
|--------------------------|--|--|-----------------------|
| <i>SSTL SGR-05</i> | 12 сигналов <i>GPS</i> (C/A-код) 12 <i>GPS</i> signals (C/A-code) | 800 | 20 |
| <i>DLR Phoenix</i> | 12 сигналов <i>GPS</i> (C/A-код) 12 <i>GPS</i> signals (C/A-code) | 850 | 20 |
| <i>NovAtel-OEMV-1-L1</i> | 14 сигналов <i>GPS</i> (C/A-код) 14 <i>GPS</i> signals (C/A-code) | 1100 | 22 |
| <i>NSS GPS</i> | 12 сигналов <i>GPS</i> (C/A-код) 12 <i>GPS</i> signals (C/A-code) | 1000 | 110 |
| <i>piNAV-L1</i> | 15 сигналов <i>GPS</i> (C/A-код) 15 <i>GPS</i> signals (C/A-code) | 500 | 24 |
| МНП-М6 | 24 сигнала ГЛОНАСС (СТ-код), <i>GPS</i> (C/A-код) и <i>SBAS</i> 24 GLONASS signals (SP code), <i>GPS</i> signals (C/A code) and <i>SBAS</i> | 800 | 6 |

Таблица 2 / Table 2

Примеры использования бортовых навигационных приёмников для СМКА **Examples of use of onboard navigation receivers for USS**

| Название Name | Год запуска Launch Year | Разработчики Developers | Масса (кг) Mass (kg) | Бортовой навигационный приёмник Onboard navigation receiver |
|-------------------|----------------------------|---|-------------------------|--|
| <i>Compass-1</i> | 2008 | FH Aachen, Germany | 1 | Phoenix |
| <i>AggieSat-2</i> | 2009 | Texas A&M Univ., USA | 3,5 | DRAGON |
| <i>AISSat-1</i> | 2010 | Norwegian Space Centre, Norway | 6 | OEM4-G2L |
| <i>Jugnu</i> | 2011 | IIT Kanpur, India | 3 | OEMV-1-L1 |
| <i>Goliat</i> | 2012 | Univ.of Bucharest, Romania | 1 | Phoenix 2 |
| <i>STRaND-1</i> | 2013 | SSTL, UK | 4,3 | SGR-05 |
| <i>nSight-1</i> | 2017 | SCS Aerospace Group (SCSAG), South Africa | 2 | NSS) GPS |
| <i>CubeBel-1</i> | 2018 | BSU, Republic of Belarus | 2 | МНП-М6 |

Выбор навигационного приёмника для СМКА должен быть обоснован проектировщиком космического аппарата. Это можно сделать с помощью моделирования работы, функционального тестирования и проведения испытаний на симуляторах, для того чтобы проверить соответствие навигационного приемника требованиям миссии. Целью данной работы являлось моделирование работы навигационного приёмника сверхмалого космического аппарата с ограничениями по энергопотреблению и вычислительным ресурсам.

Анализ требований к бортовым навигационным приёмникам

Коммерческие электронные компоненты, предназначенные для наземного использования, будут работать в космосе в более жёстких условиях и их ресурс будет в разы меньше, чем при их работе на Земле. Космическая среда сильно отличается от той, что есть на Земле, и потенциально очень враждебна к электронике и материалам. Так для высоты орбиты около 500 км компоненты в космосе будут находиться в глубоком вакууме (давление составляет $3,2 \cdot 10^{-6}$ Па), подвергаться экстремально холодным и горячим температурам (от минус 100 °С до плюс 100 °С в зависимости от типа орбиты) и более высоким уровням радиации, чем на Земле. Кроме того, во время запуска компонентам придётся выдерживать различные механические воздействия от вибрации до ударных нагрузок [1].

Ионизирующее излучение является проблемой для электронных компонентов в космосе, поскольку космический аппарат на орбите не защищён магнитным полем и атмосферой Земли. Эффекты, вызванные излучением, можно разделить на эффекты суммарной дозы и одиночные сбои (внезапные сбои и отказы, связанные с воздействием отдельных частиц) [1]. Эффекты суммарной дозы относятся к деградации электронных компонентов из-за накопленной дозы облучения. Деградация приводит к тому, что компоненты отклоняются от заданных рабочих параметров и, возможно, разрушаются. Одиночные сбои происходят, когда ионизирующие частицы проходят через компонент, что может вызывать сбои в его работе. Кроме того, возможны разрушительные короткие замыкания, которые могут быть фатальными.

Одиночные сбои могут либо повредить данные во время выполнения, либо данные, хранящиеся в бортовой памяти в течение длительного времени. Ошибки времени выполнения можно исправить, перезапустив программное обеспечение. Эффекты, вызванные радиацией, можно уменьшить, выбирая компоненты, которые слабо деградируют в условиях радиации, проектируя программное обеспечение таким образом, чтобы оно могло восстанавливаться от одиночных сбоев, ограничивая возможные токи до безопасных уровней и осуществляя коррекцию ошибок. В выключенном состоянии электроника навигационного приёмника поглощает меньшие дозы радиации. Поэтому для навигационных

приемников СМКА характерна прерывистая работа в течении нескольких минут с паузами, которые могут достигать нескольких часов. Такой режим работы также решает вопросы ограниченности энергетики СМКА.

Основное различие между навигационными приёмниками космического класса [3–6] и коммерческими заключается в том, что в то время как навигационные приёмники космического класса намного дороже, они уже разработаны и протестированы для работы в космосе. Для навигационных приёмников некосмического исполнения не регламентированы погрешности измерений, а качество приёмника определяется по положительной полетной истории и в результате его тестирования на Земле и на орбите.

Производители бортовых навигационных приёмников СМКА представляют собственный двоичный протокол (*Binary protocol*), который позволяет изменять конфигурацию модуля под конкретное использование либо получать доступ к дополнительному функционалу, например устанавливать приоритет по работе с навигационными системами, запрещать работу с отдельными спутниками. Также используя этот протокол можно получить доступ к сырым измерениям (необработанным данным, получаемым после антенного блока приёмника) по каждому спутнику для наземной обработки.

При разработке СМКА выбор коммерческих компонентов должен быть обоснован. Это можно сделать с помощью функционального тестирования, тестирования на симуляторах и стендах, механических, термовакуумных, радиационных и др. испытаний, чтобы проверить соответствие коммерческих компонентов требованиям миссии СМКА.

Для СМКА можно определить следующие требования к бортовому навигационному приёмнику: возможность нормальной работы после кратковременного воздействия широкого спектра механических нагрузок; возможность устойчивой работы в жёстких космических условиях (глубокий вакуум, большой перепад температур, высокий уровень радиации); возможность работы при больших относительных скоростях СМКА и навигационных космических аппаратов (НКА) с доплеровским сдвигом частоты порядка ± 40 кГц; возможность оптимизации времени «холодного» старта за счёт предсказания диапазона параметров принимаемых навигационных сигналов для каждого навигационного спутника

в данной точке орбиты; точность решения задачи навигационно-временного определения (НВО) по координатам не должна превосходить 100 м, по скорости – 20 м/с; бортовой компьютер СМКА должен иметь возможность передавать команды на включение/отключение приёмника, принимать и обрабатывать его телеметрию, осуществлять временную синхронизацию бортового времени на основе системного навигационного времени. Кроме того, навигационный приёмник должен иметь низкое энергопотребление (до 1 Вт); возможность подключения к стандартным шинам питания 3,3 и 5 В; наличие таких интерфейсов подключения как *I2C*, *SPI*, *USB*, *UART*; малые размеры и масса как самого приёмника, так и его антенны (возможность её удобного размещения на внешней части корпуса СМКА); электромагнитную совместимость с остальным оборудованием. Программное обеспечение навигационного приёмника должно иметь возможность перепрограммирования прошивки в случае, если эта прошивка повреждается.

Вначале эксплуатации СМКА (в первый месяц полёта) проводят тестирование работоспособности навигационного приёмника. Проверяют его характеристики как при работе по отдельным системам *GPS* или ГЛОНАСС, так и при совместной работе по обеим системам. Управление осуществляется по командной радиолинии, наземный комплекс передаёт на СМКА пакеты команд, содержащие управляющие кадры двоичного протокола для навигационного приёмника. По телеметрической радиолинии от СМКА на наземный комплекс управления передаются пакеты телеметрии, содержащие как решение задачи НВО, так и сырые измерения. На основе начальных данных в формате *TLE* или данных внешнетраекторных измерений СМКА станций слежения рассчитывается вектор состояния на моменты измерений, определяются ошибки в показаниях навигационного приёмника СМКА и анализируется достоверность решений задачи НВО. В течении начального периода работы набирается статистика работы навигационного приёмника СМКА как по отдельным созвездиям *GPS* и ГЛОНАСС, так и при их совместной работе.

Коррекция ошибок в показаниях навигационного приёмника СМКА может быть осуществлена при совместной наземной обработке сырых измерений бортового навигационного приёмника (псевдодальности, псевдоскорости, фазовых

измерений) и высокоточных эфемерид и поправок бортовых часов НКА систем ГЛОНАСС и *GPS*, которые находятся в свободном доступе на сайте Информационно-аналитического центра координатно-временного и навигационного обеспечения Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения». Также коррекцию ошибок в показаниях навигационного приёмника СМКА можно проводить при наличии данных внешнетраекторных измерений станций слежения.

Моделирование задач проектной баллистики сверхмалого космического аппарата

На этапе проектирования СМКА, при выборе элементной базы, архитектуры построения бортовых систем, разработки программы полёта, режимов работы бортовых систем, оценки возможности работы коммерческого навигационного приёмника с ограничением по скорости необходимо решать задачи проектной баллистики. Предварительно прогнозируются орбитальные параметры СМКА и НКА, интервалы радиовидимости всех НКА систем ГЛОНАСС и *GPS* в бортовом навигационном приёмнике СМКА, параметры принимаемых навигационных сигналов для различных частот по каждому видимому НКА. Для решения этих задач в среде *MATLAB* разработано программное обеспечение, которое позволяет решать следующие задачи:

1. Ввод и обработка усреднённых орбитальных данных в формате *TLE* из базы данных *NORAD* по всем НКА систем ГЛОНАСС и *GPS*.

2. Ввод и обработка усреднённых орбитальных данных в формате *TLE* из базы данных *NORAD* или в виде вектора состояния СМКА (при наличии данных внешнетраекторных измерений станций слежения или данных бортового навигационного приёмника).

3. Выбор интервала и шага времени моделирования движения НКА относительно СМКА.

4. Выбор типа моделируемого бортового навигационного приёмника (без ограничений, с ограничением по относительной скорости).

5. Расчёт вектора состояния системы НКА в орбитальной, геоцентрической инерциальной, географической, топоцентрической системах координат на заданном интервале времени моделирования.

6. Расчёт вектора состояния СМКА в орбитальной, геоцентрической инерциальной, географической, топоцентрической системах координат на заданном интервале времени моделирования.

7. Расчёт орбитальных параметров систем НКА относительно СМКА и геометрии взаимного положения. Определение топоцентрических координат систем НКА относительно СМКА: угол места, азимут, наклонная дальность и скорости их изменений.

8. Определение числа НКА в зоне радиовидимости СМКА, интервалов радиовидимости каждого НКА, параметров принимаемых навигационных сигналов для различных частот по каждому видимому НКА.

9. Расчёт оптимального созвездия НКА для решения задачи НВО орбитальных параметров СМКА. Определение моментов времени включения бортового навигационного приёмника СМКА для проведения холодного и горячего старта.

Обсуждение результатов моделирования задач проектной баллистики сверхмалого космического аппарата

На этапе проектирования СМКА БГУ *CubeBel-1* встали вопросы прогнозирования параметров принимаемых навигационных сигналов от каждого НКА для предполагаемой орбиты *CubeBel-1*, оценки возможности прерывистой работы (из-за ограничений по энергопотреблению) и использования коммерческого бортового навигационного приёмника с ограничением по относительной скорости. Для этого было проведено численное моделирование орбитального движения созвездий НКА систем ГЛОНАСС, *GPS* и СМКА *CubeBel-1* с планируемыми орбитальными данными (высота $H = 500$ км, эксцентриситет $e = 0,001$ и наклонение орбиты $i = 97,4^\circ$). На рисунке 1 представлены результаты численного моделирования относительного орбитального движения для НКА 25 системы *GPS* и СМКА *CubeBel-1*. Рассчитана динамика изменения доплеровского сдвига частоты, принимаемых навигационных сигналов моделируемого бортового навигационного приёмника с ограничением по относительной скорости движения за одни сутки. Вычисление доплеровского сдвига проведено для частот $F_1 = 1575,42$ МГц и $F_2 = 1227,60$ МГц.

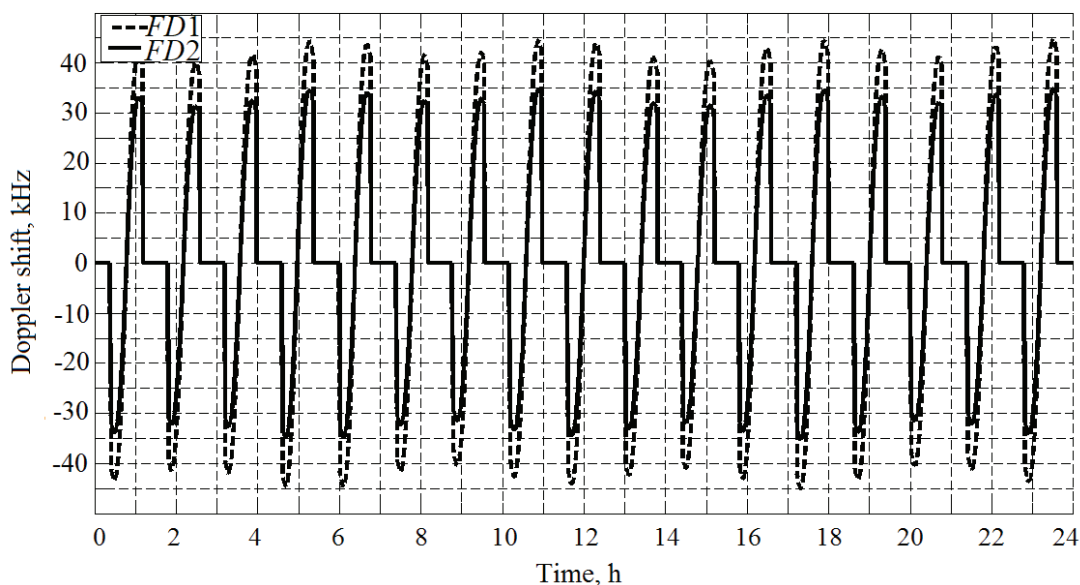


Рисунок 1 – Динамика изменения доплеровского сдвига для GPS 25 и CubeBel-1 за одни сутки

Figure 1 – Dynamics of change of the Doppler shift for GPS 25 and CubeBel-1 for one day

Диапазон изменения доплеровского сдвига на частоте $FD1$ составлял ± 45 кГц, на частоте $FD2$ – $\pm 35,5$ кГц. Интервалы, где значение доплеровского сдвига равно нулю, принимались для случая, когда НКА находился в области земной тени относительно СМКА. Период обращения СМКА составляет 95 мин. При этом, как видно из рисунка 1, НКА находится в зоне радиовидимости в течении 60 мин.

На рисунке 2 представлены расчётные графики интервалов радиовидимости НКА систем

GPS и ГЛОНАСС за 1 ч работы коммерческого бортового навигационного приёмника с ограничением по относительной скорости СМКА ($V_{\text{отн}} < 500$ м/с). Из анализа рисунка 2 следует, что каждый НКА в бортовом навигационном приёмнике с ограничением виден в течение ≈ 5 мин. В течение часа для НКА системы GPS существуют два интервала времени (28–32 мин и 38–42 мин), в течение которых видно от шести до четырёх спутников при изменении интервала наблюдения от двух до четырёх минут.

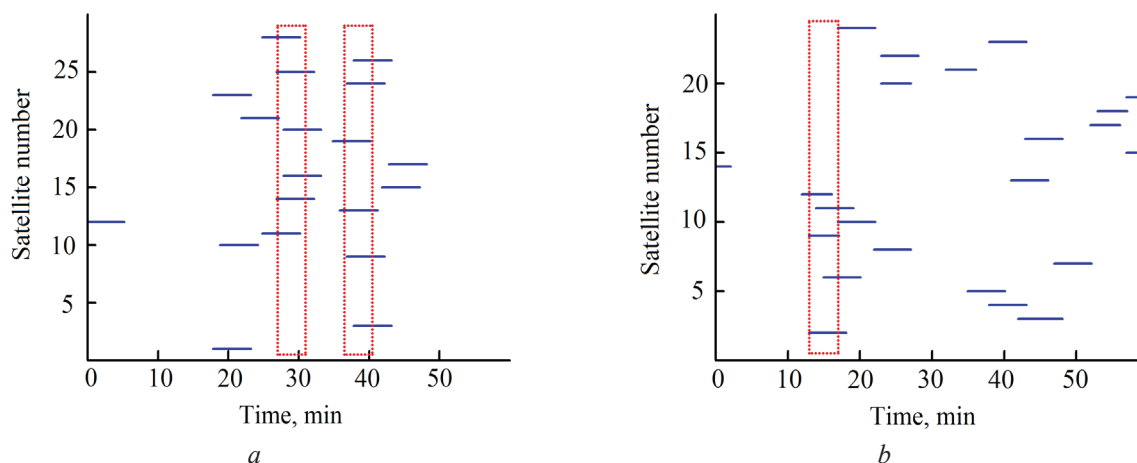


Рисунок 2 – Интервалы радиовидимости навигационного космического аппарата систем GPS (a) и ГЛОНАСС (b) за 1 час работы коммерческого бортового навигационного приёмника с ограничением по относительной скорости ($V_{\text{отн}} < 500$ м/с)

Figure 2 – Radio-visibility intervals of navigation satellite systems GPS (a) and GLONASS (b) for 1 hour of operation of a commercial onboard navigation receiver with a limitation in relative speed ($V_r < 500$ m/s)

Аналогично для НКА системы ГЛОНАСС существуют только один интервал времени (13–17 мин), в течение которого видно от пяти до двух спутников при изменении интервала наблюдения от двух до четырёх минут. Кроме того, при совместной работе бортового навигационного приёмника по созвездиям НКА систем *GPS* и ГЛОНАСС существуют четыре интервала времени длительностью 4 мин, в течении которых видно 4 и более НКА: интервал 18–22 мин (2 НКА системы ГЛОНАСС и 2 НКА системы *GPS*); интервал 23–27 мин (3 НКА системы ГЛОНАСС и 1 НКА системы *GPS*); интервал 38–42 мин (2 НКА системы ГЛОНАСС и 4 НКА системы *GPS*); интервал 43–47 мин (2 НКА системы ГЛОНАСС и 2 НКА системы *GPS*). Этих интервалов времени достаточно для проведения холодного и тёплого старта коммерческого бортового навигационного приёмника СМКА с ограничением по относительной скорости.

Решения задач баллистики планирования и проведения операций управления сверхмалым космическим аппаратом

В процессе решения задач баллистики планирования и проведения операций управления СМКА на стадии его эксплуатации необходимо решать вопросы по верификации измерительных данных бортового навигационного приёмника с данными моделирования орбитального движения по усреднённым орбитальным параметрам СМКА в формате *TLE* системы *NORAD*. Данные системы *NORAD* получаются путем усреднения большого числа измерений наземных станций слежения системы контроля космического пространства и для СМКА обновляются несколько раз в сутки, что позволяет считать эти данные достоверными и независимыми от измерений навигационного приёмника. Для отработки методов верификации экспериментальных данных навигационного приёмника СМКА БГУ *CubeBel-1*, предварительно проведено исследование работы навигационного приёмника СМКА *Nsight* по данным принимаемой телеметрии от начала его полёта до момента выхода в стабильный режим работы.

На рисунках 3–4 показаны графики ошибки измерения высоты, широты и долготы СМКА *Nsight* с помощью бортового навигационного приёмника по сравнению с расчётными данными, полученными в модели возмущённого движения *SGP* (*Simplified General Perturbations* – упро-

щённая модель общих возмущений), на основе усреднённых орбитальных параметров СМКА в *TLE*-формате за 08.08.2017 г. (рисунок 3) и за период 31.12.2017–06.01.2018 г. (рисунок 4).

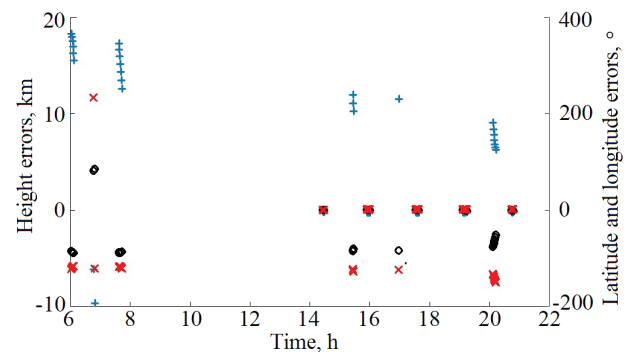


Рисунок 3 – Динамика изменения ошибки измерения высоты (x), широты (o) и долготы (+) сверхмалого космического аппарата *Nsight* с помощью бортового навигационного приёмника по сравнению с расчётными данными за 08.08.2017 г.

Figure 3 – Dynamics of changes in the measurement errors of the height (x), latitude (o) and longitude (+) of the ultrasmall satellite *Nsight* using an onboard navigation receiver as compared to the calculated data for 08.08.2017

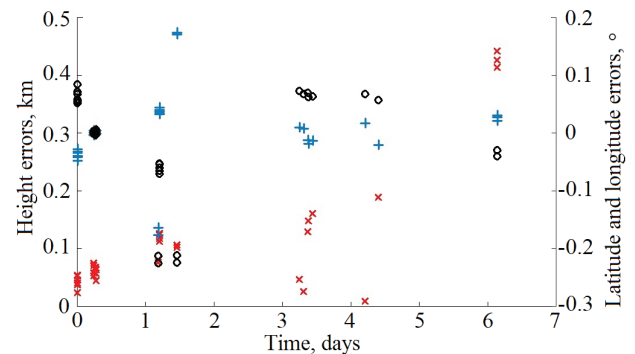


Рисунок 4 – Динамика изменения ошибки измерения высоты (x), широты (o) и долготы (+) сверхмалого космического аппарата *Nsight* с помощью бортового навигационного приёмника по сравнению с расчётными данными за период 31.12.2017–06.01.2018

Figure 4 – Dynamics of changes in the measurement errors of the height (x), latitude (o) and longitude (+) of the ultrasmall satellite *Nsight* using an onboard navigation receiver as compared to the calculated data for the period of 31.12.2017–06.01.2018

Как видно из рисунка 3, в первые три месяца работы бортовой навигационный приёмник СМКА *Nsight* работал нестабильно. Данные телеметрии бортового навигационного приёмника СМКА *Nsight* за 08.08.2016 г. имели существенную ошибку. Навигационный приёмник

программно настраивался и корректировался, работал нестабильно, так как ошибки измерения долготы и широты постоянно «уплывали» и достигали предельных значений 400 и 100° соответственно. После программной корректировки бортового навигационного приёмника ошибка данных телеметрии бортового навигационного приёмника по измерениям долготы и широты за период 31.12.2017–06.01.2018 г., как видно из рисунка 4, по сравнению с расчётными данными, не превышала 0,2° и навигационный приёмник работал стабильно в течении всей недели наблюдения. Максимальные ошибки по высоте уменьшились с 10 км до 400 м.

Заключение

Проанализированы параметры навигационных сигналов GPS и ГЛОНАСС спутников для прогнозируемой орбиты низкоорбитального спутника *CubeBel-1* в течении суток. Численно промоделирована задача холодного старта навигационного приёмника с ограничением по относительной скорости и определены интервалы времени проведения холодного старта для получения альманаха по созвездиям GPS и ГЛОНАСС. Проведена оптимизация работы навигационного приёмника с ограничением по энергопотреблению, определены интервалы включения навигационного приёмника для решения задачи навигационно-временного определения. Для отработки методов верификации экспериментальных данных спутника *CubeBel-1* исследована работа навигационного приёмника спутника *Nsight* по данным принимаемой телеметрии от начала его полёта до момента выхода в стабильный режим работы. Результаты моделирования могут быть использованы при разработке плана полёта сверхмалого космического аппарата с навигационным приёмником.

Благодарности

Работа выполнена в рамках Государственной программы научных исследований Республики Беларусь «Информатика, космос и безопасность» (подпрограмма «Информатика и космические исследования»).

Список использованных источников

1. Фортескью, П. Разработка систем космических аппаратов / П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка // Москва: Альпина Паблишер, 2017. – 762 с.

2. Bouwmeester, J. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology / J. Bouwmeester, J. Guo // *Acta Astronautica*. – 2010. – Vol. 67. – P. 854–862.

DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.06.004

3. Kestilä, A. Aalto-1 nanosatellite – technical description and mission objectives / A. Kestilä [et al.] // *Geoscientific Instrumentation Methods and Data Systems*. – 2013. – Vol. 2. – P. 121–130.

DOI: 10.5194/gi-2-121-2013

4. Scholz, A. Flight results of the COMPASS-1 picosatellite mission / A. Scholz [et al.] // *Acta Astronautica*. – 2010. – Vol. 67. – P. 1289–1298.

DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.06.040

5. Jochim, E.F. GPS Based Onboard and Onground Orbit Operations for Small Satellites / E.F. Jochim [et al.] // *Acta Astronautica*. – 1996. – Vol. 39, no. 9–12. – P. 917–922. DOI: 10.1016/S0094-5765(97)00077-5

6. Gill, E. The BIRD Satellite Mission as a Milestone Towards GPS-based Autonomous Navigation / E. Gill, O. Montenbruck, H. Kayal // *Navigation - Journal of the Institute of Navigation*. – 2001. – Vol. 48, no. 2. – P. 69–75. DOI: 10.1002/j.2161-4296.2001.tb00229.x

7. Rush, J. Current issues in the use of the Global Positioning System aboard satellites / J. Rush // *Acta Astronautica*. – 2000. – Vol. 47, no. 2–9. – P. 377–387. DOI: 10.1016/S0094-5765(00)00079-5

8. Перов, А.И. Глонасс. Принципы построения и функционирования / А.И. Перов, В.Н. Харисов // Москва: Издательство «Радиотехника», 2010. – 800 с.

9. Куницин, В.Е. Радиотомография ионосферы / В.Е. Куницин, Е.Д. Терещенко, Е.С. Андреева // М.: Физматлит, 2007. – 336 с.

10. Куницин, В.Е. Спутниковое радиозондирование и радиотомография ионосферы / В.Е. Куницин, Е.Д. Терещенко, Е.С. Андреева, И.А. Нестеров // *Успехи физических наук*. – 2010. – Т. 180, № 5. – С. 548–553.

11. Wang, R. Propagation errors analysis of TLE data / R. Wang, J. Liu, Q. Zhang // *Advances in Space Research*. – 2009. – Vol. 43, no. 7. – P. 1065–1069.

DOI: 10.1016/j.asr.2008.11.017

12. Ali, I. Doppler characterization for LEO satellites / I. Ali, N. Al-Dhahir, J.E. Hershey // *IEEE Transactions on Comm*. – 1998. – Vol. 46, no. 3. – P. 309–313. DOI: 10.1109/26.662636

13. Borio, D. Impact of GPS acquisition strategy on decision probabilities / D. Borio, L. Camoriano, L. Presti // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. – 2008. – Vol. 44, no. 3. – P. 996–1011.

DOI: 10.1109/TAES.2008.4655359

14. Kovář, P. Cold Start Strategy of the CubeSat GPS / P. Kovář, S. Jelen // *Advances in Electrical and Computer Engineering*. – 2014. – Vol. 14, no. 2. – P. 29–34. DOI: 10.4316/AECE.2014.02005

Acknowledgments

The work was performed as part of the implementation of the State program of scientific research of the Republic of Belarus "Informatics, space and security" (Program "Informatics and space research").

References

1. Fortescue P., Stark J., Swinerd G. *Razrabotka sistem kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft Systems Engineering]. Moscow, Alpina Publisher, 2017, 762 p.
2. Bouwmeester J., Guo J. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and sub-system technology. *Acta Astronautica*, 2010, vol. 67, pp. 854–862.
DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.06.004
3. Kestilä A., Tikka T., Peitso P., Rantanen J., Nääsilä A., Nordling K., Saari H., Vainio R., Janhunen P., Praks J., Hallikainen M. Aalto-1 nanosatellite – technical description and mission objectives. *Geoscientific Instrumentation Methods and Data Systems*, 2013, vol. 2, pp. 121–130.
DOI: 10.5194/gi-2-121-2013
4. Scholz A., Ley W., Dachwald B., Miao J.J., Juang J.C. Flight results of the COMPASS-1 picosatellite mission. *Acta Astronautica*, 2010, vol. 67, pp. 1289–1298.
DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.06.040
5. Jochim E.F., Gill E., Montenbruck O., Kirschner M. GPS Based Onboard and Onground Orbit Operations for Small Satellites. *Acta Astronautica*, 1996, vol. 39, no. 9–12, pp. 917–922.
DOI: 10.1016/S0094-5765(97)00077-5
6. Gill E., Montenbruck O., Kayal H. The BIRD Satellite Mission as a Milestone Towards GPS-based Autonomous Navigation. *Navigation*, 2001, vol. 48, no. 2, pp. 69–75. **DOI:** 10.1002/j.2161-4296.2001.tb00229.x
7. Rush J. Current issues in the use of the Global Positioning System aboard satellites. *Acta Astronautica*, 2000, vol. 47, no. 2–9, pp. 377–387.
DOI: 10.1016/S0094-5765(00)00079-5
8. Perov A.I., Kharisov V.N. *Glouass. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Principles of construction and operation]. Moscow, Publishing house Radiotekhnika, 2010, 800 p.
9. Kunitsyn V.E., Tereshchenko E.D., Andreeva E.S. *Radiotomografiya ionosfery* [Ionospheric radiotomography]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2007, 336 p.
10. Kunitsyn V.E., Tereshchenko E.D., Andreeva E.S., Nesterov I.A. [Satellite radiosounding and ionospheric radiotomography]. *Uspekhi fizicheskikh nauk* [Advances in Physical Sciences], 2010, vol. 180, no. 5, pp. 548–553 (in Russian).
11. Wang R., Liu J., Zhang Q. Propagation errors analysis of TLE data. *Advances in Space Research*, 2009, vol. 43, no. 7, pp. 1065–1069.
DOI: 10.1016/j.asr.2008.11.017
12. Ali I., Al-Dhahir N., Hershey J.E. Doppler characterization for LEO satellites. *IEEE Transactions on Comm.*, 1998, vol. 46, no. 3, pp. 309–313.
DOI: 10.1109/26.662636
13. Borio D., Camoriano L., Presti L. Impact of GPS acquisition strategy on decision probabilities. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2008, vol. 44, no. 3, pp. 996–1011.
DOI: 10.1109/TAES.2008.4655359
14. Kovář P., Jelen S. Cold Start Strategy of the CubeSat GPS. *Advances in Electrical and Computer Engineering*, 2014, vol. 14, no. 2, pp. 29–34.
DOI: 10.4316/AECE.2014.02005